

# 小型超音速飛行実験機のCFD解析による動的空力評価

著者	西田 明寛, 白方 洸次, 塩野 経介, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2017
ページ	66-69
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009855">http://hdl.handle.net/10258/00009855</a>

## 小型超音速飛行実験機の CFD 解析による動的空力評価

○西田 明寛（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）  
白方 洸次（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）  
塩野 経介（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）  
溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

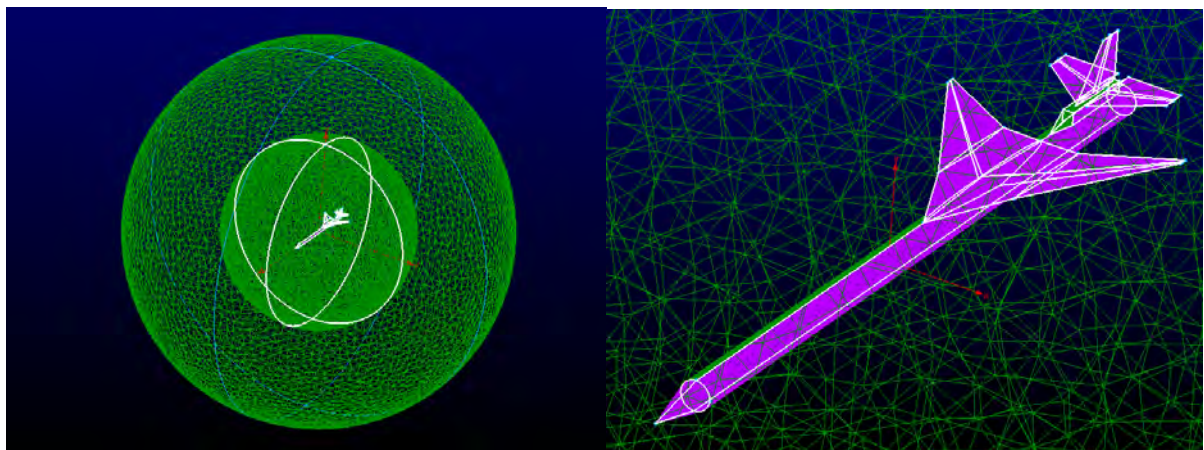
### 1. はじめに

先行研究[1]において第二世代オオワシの M2011NoseC 基本空力形状について動的 CFD 解析が実施され、ロールレートに起因する空力微係数が推算されているものの、そこでは風試におけるロール往復運動を再現せずに一方向のロール回転を想定していることから、動的空力微係数を正確に評価できていない可能性がある。そこで、本研究では風試におけるロール往復運動を再現できるように CFD 解析手法を再整備して、ロールレートによる空力微係数  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{lp}$ ,  $C_{np}$  を算出し、第二世代オオワシの動的空力特性を正確に評価することを狙う。

### 2. 解析手法

#### 2-1. 格子生成

メッシュの生成には Pointwise を使用する。生成されたメッシュを図 1 に、メッシュ生成条件および境界条件を表 1 に示す。機体形状は M2011NoseA および NoseC とし、寸法は風試模型と同等であり NoseA では全長 677 mm, NoseC では全長 910 mm, 全幅は共に 282 mm である。ノーズ先端には格子形状の歪みを防ぐために 0.1 [mm] の曲率半径を与える。外部圧縮性流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 m と 4 m の 2 重球状とし、内側の直径 2 m の球内の格子は機体と共にロール運動する。



(a) 概観

(b) 機体周辺の拡大

図 1 CFD 解析のためのメッシュ

表1 メッシュ生成条件および境界条件

Mesh generation conditions	Mesh type	Tetrahedral Mesh
	Mesh spacing	Body surface : 1[mm] Outer half circle : 60 [points]
	Number of Cells	4,964,069
Boundary conditions	M2011 body	Wall
	Spherical surface with a diameter of two meters	Interface
	Spherical surface with a diameter of four meters	Pressure-far-field

## 2-2. 流体解析

CFD 解析コードとして ANSYS 社の Fluent を使用する．主要な解析条件を表2に示す．ピッチ角は解析領域の流入条件として与え，温度と圧力は2016年度に室工大低速風洞で実施した風試のデータを使用し，おおむね常温・常圧である．また，比較的遅い流れの解析であるため数値解析ソルバーとしては圧力ベースソルバーを用いる．

表2 CFD 解析条件

Governing equation	Three-dimensional Navier-Stokes equations
Spatial Discretization	Second-order upwind differencing
Fluid	Air/Ideal-gas
Turbulence model	Spalart-Allmaras
Viscosity model	Sutherland
Mach number	0.29

## 2-3. 空力微係数の算出方法

先行研究[1]の CFD 解析では計算スキームの非対称性の影響が解に含まれていたため，今回はこれを除去して空力微係数を算出する．それにはヒステリシス解析を用いる．ローリングモーメント係数 $C_l$ を例にとると，CFD 解析で得られた空力係数 $C_l$ を横滑り角 $\beta$ に対して描くとヒステリシス曲線となり（図2），その縦軸切片近傍での近似直線は式(1)(2)で表される．ここで $\varepsilon$ は，計算スキームの非対称性に起因する偏差である．この2式の差を取ることによって $\varepsilon$ がキャンセルされ，式(3)のように動的空力微係数 $C_{lp}$ が推算される．また，近似直線の傾きとして静的空力微係数 $C_{l\beta}$ が求められる．

$$C_l^+ = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \hat{p} + \varepsilon \quad (1)$$

$$C_l^- = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} (-\hat{p}) + \varepsilon \quad (2)$$

$$C_{lp} = \frac{C_l^+ - C_l^-}{2\hat{p}} \quad (3)$$

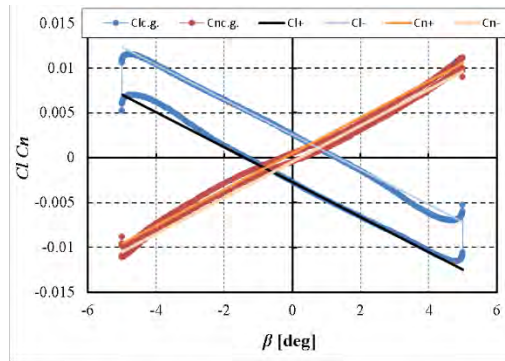


図2 ローリングモーメント係数及びヨーイングモーメント係数のヒステリシス曲線

## 2-4. ロール運動の再現

CFD 解析におけるロール角の時間推移を図3に示す。風試でのロール駆動条件はロール角 $\pm 90$  deg の範囲の往復駆動であり、図3より風試と同等のロール駆動が再現できていることがわかる。

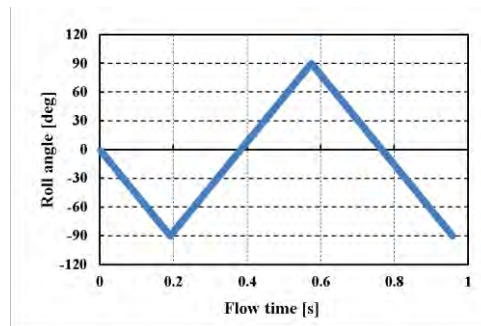


図3 ロール角の時間推移

## 3. 解析結果

### 3-1. 静的空力微係数 ( $C_{l\beta}$ , $C_{n\beta}$ )

図4(a)と(b)はM2011NoseA 空力形状とM2011NoseC 空力形状についてのピッチ角  $\theta=5$  deg における静的空力微係数  $C_{l\beta}$  と  $C_{n\beta}$  である。青と赤の線 (CFD) は今回の CFD 解析、水色と橙色の線 (DWT) は動的風試、黄色の線 (SWT) は静的風試、灰色の破線 (CFD\_Previous) は先行研究[1]の結果である。動的 CFD 解析結果は動的風試および静的風試と概ね良く一致している。また、 $C_{l\beta} < 0$ ,  $C_{n\beta} > 0$  となっており、上反角効果と風見安定性はあるが、M2011NoseC 空力形状はM2011NoseA 空力形状よりも  $C_{n\beta}$  の値が小さいため風見安定性が低い。

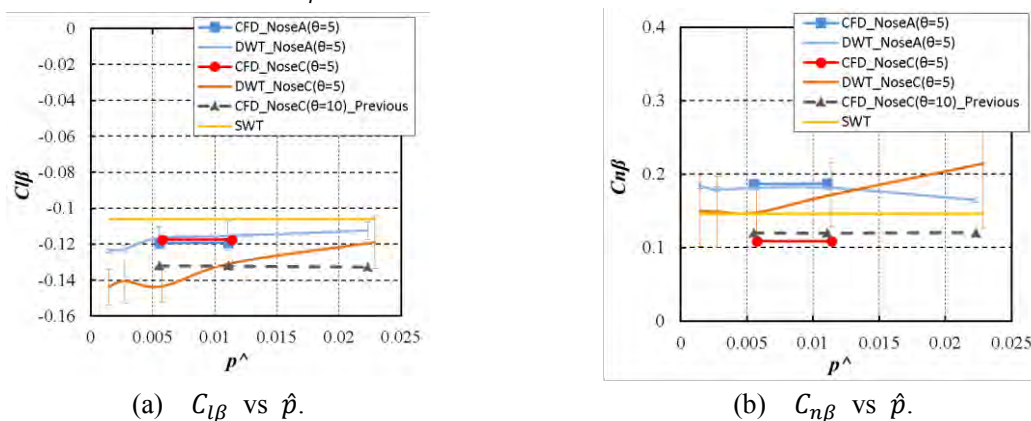


図4 ロールレートを与えたときの静的空力微係数

### 3-2. 動的空力微係数 ( $C_{lp}$ , $C_{np}$ )

図5(a)と(b)はM2011NoseA空力形状とM2011NoseC空力形状についてピッチ角  $\theta=5$  deg における動的空力微係数  $C_{lp}$  と  $C_{np}$  である。動的 CFD 解析結果は  $\hat{p}$  が大きいところでは動的風試とよく一致しているが、 $\hat{p}$  が小さいところではあまり一致していない。これは動的風試において  $\hat{p}$  が小さい場合にはロール角速度に起因する空気力が小さいことから計測信号の S/N 比が劣化しているものと推察される。また、 $C_{lp}<0$  となったことからロールダンピングはあり、 $C_{np}>0$  となったことからアドバースヨー効果は無い。

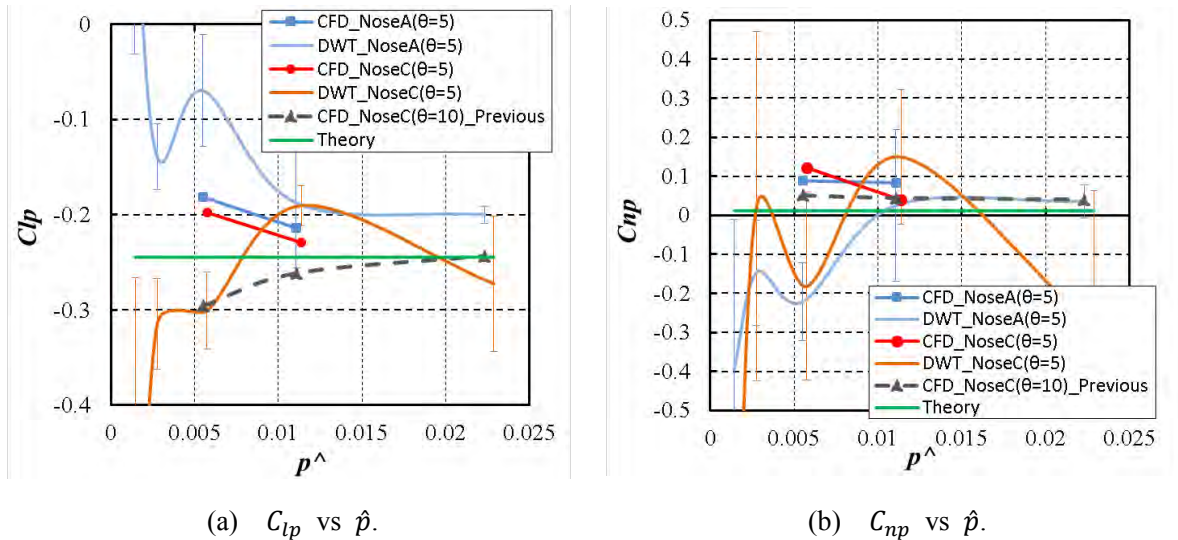


図5 動的空力微係数

### 4. まとめ

CFD 解析手法を整備して風試と同等のロール駆動を CFD 解析で再現し、小型超音速飛行実験機(オオワシ)の M2011NoseA 空力形状及び M2011NoseC 空力形状について動的 CFD 解析を実施して空力微係数を推算した。その結果を風試結果と比較検証した結果、静的空力微係数については風試と概ね一致する結果を得られた。動的空力微係数はロールレート  $\hat{p}$  の値によって動的風試との一致度にばらつきがある。 $\hat{p}$  の値の小さい場合の風試データの散らばりが大きいことから、風試手法の改良を要する。また、今後はロールレート  $\hat{p}$  やピッチ角  $\theta$  の多様な値について風試データを蓄積すること、ピッチ・ヨーレートによる動的空力も風試と同等の条件で CFD 解析すること、さらには機体表面での流れの剥離・再付着の再現性を検討・確認すること、等を計画している。

なお、本研究は科学研究費助成金(基盤研究(C), 課題番号 15K06596)に基づいて実施された。

### 参考文献

[1] 三浦壮晃, 室蘭工大小型超音速飛行実験機の動的 CFD 解析による空力評価, 室蘭工業大学修士論文(2017年2月), pp.24